

# PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 2002-206744

(43)Date of publication of application : 26.07.2002

)Int.Cl.

F23R 3/42  
F23R 3/54

)Application number : 2000-401789

(71)Applicant : TOYOTA CENTRAL RES & DEV LAB INC  
TOYOTA TURBINE & SYSTEM:KK

)Date of filing : 28.12.2000

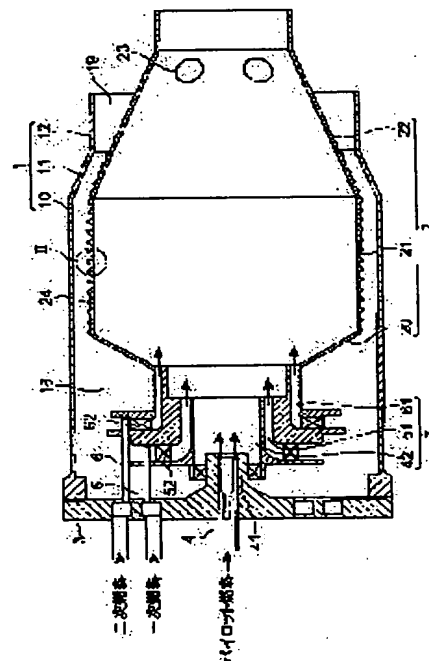
(72)Inventor : OKUBO YOICHIRO  
AZEGAMI OSAMU  
IDOTA YOSHINORI  
HASEGAWA MASAKAZU

## COMBUSTOR FOR GAS TURBINE

)Abstract:

PROBLEM TO BE SOLVED: To provide a combustor for a gas turbine, which exerts high combustion efficiency with low NOx by forming unbiased and stable flames in a combustion chamber in a condition where there is a spatial bias in the airflow blown from a compressor.

SOLUTION: An inner cylinder 2 of the single drum reverse-flow type combustor 10 for the gas turbine comprises a cylindrical portion 21 which serves as a main combustion chamber, and a reduced duct portion 22 which is disposed downstream of the cylindrical portion 21. An outer cylinder 1 comprises an air passage 19 defined by a guide portion 11, in which combustion air that flow outside the reduced duct portion 22 is admitted to flow along the outer surface of the reduced duct portion 22.



## LEGAL STATUS

ate of request for examination]

13.02.2002

ate of sending the examiner's decision of rejection]

nd of final disposal of application other than the  
aminer's decision of rejection or application converted  
gistration]

ate of final disposal for application]

atent number]

ate of registration]

umber of appeal against examiner's decision of  
ection]

ate of requesting appeal against examiner's decision of

p://www19.ipdl.jpo.go.jp/PA1/result/detail/main/wAAA8GaycTDA414206744P1.htm

5/11/2004

## NOTICES \*

Japan Patent Office is not responsible for any damages caused by the use of this translation.

This document has been translated by computer. So the translation may not reflect the original precisely.

\*\*\* shows the word which can not be translated.

In the drawings, any words are not translated.

---

AIMS

---

aim(s)]

aim 1] It is the combustor for gas turbines of the single can up-flow system which has a combustion chamber container liner, the outer case which surrounds this, and the path section which is made to reverse the airstream which used said outer case, and is led to said container liner. Said container liner It is the combustor for gas turbines which consisted of the cutback duct section arranged at a combustion Lord room and its downstream, and is equipped with the duct which makes the combustion air to which said outer case flows said cutback duct section outside flow along the outside surface of said cutback duct section.

aim 2] The outer wall of said air duct is a combustor for gas turbines according to claim 1 currently formed with the duct guide with which it is arranged at the external wall surface of said cutback duct section, and abbreviation parallel, and the cutback duct section outlet side is aslant cut to said container liner medial axis.

aim 3] Said container liner is claim 1 by which a periphery projection sets spacing only on an outside front face, and arranged two or more steps on it, or a combustor for gas turbines given in 2.

aim 4] Said air duct is a combustor for gas turbines according to claim 1 to 3 which the passage cross-sectional area expanded toward the downstream.

aim 5] The combustor for gas turbines according to claim 1 to 4 further equipped with the slowdown space which slows down airstream between said outer cases and path sections.

---

translation done.]

JOTICES \*

pan Patent Office is not responsible for any  
 nages caused by the use of this translation.

This document has been translated by computer. So the translation may not reflect the original precisely.

\*\*\* shows the word which can not be translated.

n the drawings, any words are not translated.

## TAILED DESCRIPTION

etailed Description of the Invention]

01]

eld of the Invention] Especially this invention relates to the structure of the air passage about the combustor for gas  
 bines.

02]

escription of the Prior Art] Drawing 5 is drawing of longitudinal section showing the structure of the conventional  
 turbine premixed combustion machine. As shown in drawing 5, the container liner 2 with these premixed

nbustion machine 100x [ approximately cylindrical in the cylinder-like outer case 1 ] is arranged on the same axle.

03] Here, a container liner 2 has the amplification shoulder 20 which a path expands towards a lower stream of a  
 er from the upstream, the body 21 of abbreviation regularity of a path, and the cutback duct section 22 which a path  
 uces towards a lower stream of a river, and two or more holes 23 for dilution which connect the interior and the  
 erior of a container liner 2 are formed in the cutback duct section 22.

04] With such a premixed combustion vessel, the combustion air compressed by the compressor which is not  
 ustrated is introduced into the clearance 19 between an outer case 1 and a container liner 2 from the right-hand side of  
 wing, airstream is reversed in the left side edge section of drawing, and it leads to the container liner 2 interior. And  
 pilot flame which is a diffusion flame is formed in a shaft center by injecting a pilot fuel from the pilot nozzle 4  
 ich exists in a shaft center. On the other hand, the fuel is injected also from the primary fuel nozzle 5 and the  
 onday fuel nozzle 6, respectively, air is mixed with a fuel at the primary premixing path 51 and the secondary  
 mixing path 61 which have swirlers 51 and 52, respectively, respectively, it leads into a container liner 2, and a  
 mary premixed flame and a secondary premixed flame are formed in the periphery of a pilot flame in the shape of a  
 icentric circle. In this way, the generated elevated temperature and high-pressure combustion gas are sent to the  
 bine which is mixed with the air for dilution which flowed from the hole 23 for dilution, and is not illustrated.

05] Thus, the combustor which the introductory direction of combustion air and the eject direction of combustion gas  
 e reversed is called a counter flow combustor. And by mixing a fuel with air beforehand and forming a premixed  
 me, lean combustion can be performed and reduction in NOx and high combustion efficiency-ization can be realized.

06]

oblem(s) to be Solved by the Invention] However, with this kind of premixed combustion vessel, since that bias is  
 ried in into a combustion chamber (container liner 2) as it is through a path 19 when a spatial bias is in the airstream  
 it from a compressor, a bias arises in spatial equivalent ratio distribution, in a part with high fuel concentration with  
 le air, the flame temperature of a premixed flame will rise and the yield of thermal NOx will increase. Moreover,  
 en the field where such flame temperature rose is near the wall surface of a container liner 2, a possibility of carrying  
 melting breakage also has container liner 2 the very thing. If it designs so that lean combustion may be attained on  
 whole at the time of rated operation in order to prevent this, since there is a possibility that combustion efficiency  
 y get worse remarkably, at the time of partial load operation, this cure cannot be taken with the premixed combustion  
 sel for gas turbines as which a large partial load operating range is required.

07] Moreover, although there is also the technique of equalizing floating of the airstream in the path 19 led to a  
 nbustor using a swirl vane etc., since a swirl vane guide is needed in this case, structure becomes complicated since it  
 necessary to design firmly so that these may not be damaged by aerodynamic oscillation etc., and fabrication cost also  
 es up, it cannot be adopted as the combustor for gas turbines which thinks low cost as important like a micro gas  
 bine.

08] Moreover, if a bias is in airstream like a premixed combustion machine even if it is a diffusive-burning machine,  
 ce nonconformities, such as breakage on a liner wall, will occur, it is necessary to prevent this.

09] Then, even if this invention has a spatial bias in the airstream sent from a compressor, it forms the stable flame which does not have a bias at a combustion chamber, and makes it a technical problem to offer the combustor for gas turbines in which actuation with low [ NOx ] and high combustion efficiency is possible.

10] Means for Solving the Problem] In order to solve the above-mentioned technical problem, the combustor for gas turbines concerning this invention It is the combustor for gas turbines of the single can up-flow system which has a combustion chamber container liner, the outer case which surrounds this, and the path section which is made to reverse the airstream which passed the outer case and is led to a container liner. A container liner It consists of the cutback duct section arranged at a combustion Lord room and its downstream, and an outer case is characterized by having the air duct which makes the combustion air which flows this cutback duct section outside flow along with the outside surface of the cutback duct section.

11] Thus, with the easy configuration of making the airstream introduced into a combustion chamber flow along with the outside surface of the cutback duct section, since airstream is regulated, the bias is improved. Therefore, since a stable flame is formed and lean combustion becomes possible always as a whole, low [ NOx ] and high combustion efficiency are attained.

12] As for the outer wall of this air duct, it is desirable to be formed with the air duct guide with which it is arranged the external wall surface of the cutback duct section and abbreviation parallel, and the cutback duct section outlet side is slant cut to said container liner medial axis.

13] When an air duct guide is made into a cut skirt-board configuration in this way and the airstream to which this is introduced by the combustor arranges according to the bias which it has from the first, it becomes possible to improve the bias of the airstream further.

14] Moreover, as for a container liner, it is desirable that a periphery projection sets spacing only on an outside front face, and is arranged two or more steps on it. This periphery projection has [ about  $t-2t$  ] good height H of a projection on the wall thickness t of a container liner, and it is desirable to make spacing l of a projection into about  $3d-5d$  to the length of face d of a projection. The preheating of airstream can be performed while being able to cool a container liner on its surface by the airstream which flows a container liner outside, if it does in this way. Therefore, it is effective in lean combustion becoming still more possible and preventing the heat damage of a container liner.

15] As for this air duct, it is desirable that the passage cross section is expanded toward the downstream. Moreover, it may have further the slowdown space which slows down airstream between an outer case and the path section. Since airstream will be slowed down before flowing into a combustion chamber if it does in this way, the effectiveness of correcting the bias is acquired.

16] Embodiment of the Invention] Hereafter, the gestalt of suitable operation of this invention is explained in a detail with reference to an accompanying drawing. In order to make an understanding of explanation easy, in each drawing, the same possible reference number is attached to the same component, and the overlapping explanation is omitted.

17] Drawing 1 is drawing of longitudinal section showing the first operation gestalt of the premixed combustion machine for gas turbines concerning this invention, and drawing 2 is the enlarged drawing of the II part. This premixed combustion machine 100 is a premixed combustion machine of the so-called back run single can type with which the container liner 2 which is a combustion chamber liner has been arranged in an outer case 1 at the same axle top like a conventional premixed combustion machine 100x shown in drawing 5.

18] The amplification shoulder 20, a body 21, and the cutback duct section 22 are connected, and the container liner which is a combustion chamber liner consists of the upstream (drawing left-hand side). As compared with the container liner of the conventional premixed combustion machine of drawing 5, the bore of a body 21 is large and the upstream length is short. Two or more periphery projections 24 are mostly formed in the outside front face of the upper section of the cutback duct section 22 at equal intervals from a body 21, and the hole 23 for dilution is formed in the downstream of the cutback duct section 22. The configuration of this periphery projection 24 is as being shown in drawing 2, as for that projection height H, it is desirable to consider as about  $t-2t$ , if wall thickness of a body is set to t, and when width of face of a projection is set to d, as for that projection spacing l, considering as about  $3d-5d$  is desirable.

19] the body 10 of a cylindrical shape, and the guide section 11 of a truncated-cone form and the induction 12 of a cylindrical shape are connected, and an outer case 1 consists of the downstream (drawing left-hand side) -- having -- \*\* -- the guide section 11 -- the external wall surface of the cutback duct section 22, and abbreviation -- it has an parallel internal surface.

20] The path section 7 for making the left end in drawing in an outer case 1 reverse the airstream introduced between

outer cases 1 and container liners 2 in a combustor, and introducing into a container liner 2 is arranged. The air duct which introduces air, the primary premixing path 51 which generates primary premixed air, and the secondary mixing path 61 which generates secondary premixed air are established in the pilot section at this path section. And primary fuel nozzle 5 is arranged at the inlet port of the primary premixing path 51, and the secondary fuel nozzle 6 is arranged for the pilot burner 41 which stands in a row in an air duct 42 at a pilot nozzle 4 at the inlet port of the secondary premixing path 61, respectively. The swirlers 52 and 62 which make it circle in airstream are arranged on the downstream of a row of the fuel nozzles 5 and 6 of each premixing paths 51 and 61.

[21] Moreover, the annular slowdown room 18 which the passage cross section expands greatly is established in the downstream of the path section 7 of the downstream of the amplification shoulder 20 in an outer case 1.

[22] In the combustor 100 of this operation gestalt, passage 19 is not straightly formed in the floating direction like conventional combustor 100x, and it is crooked by the guide section 11 and the body 10, and in the guide section 11, since that passage cross-sectional area is expanded, even when a bias is in the spatial rate of the high-pressure compressed air for combustion itself supplied from the compressor of the gas turbine which is not illustrated, and pressure distribution, there is effectiveness which cancels that bias.

[23] furthermore, the air rate of flow is fully slowed down in this part by taking greatly the space between this passage 19 and the path section 7 -- making -- in addition -- and since that spatial rate of flow and the slowdown room which cancels the bias of pressure distribution are formed, formation of the combustion flame which the bias of such spatial rate of flow and pressure distribution is not carried in in a container liner 2, and was stabilized is attained. Therefore, generating of the field where the fuel concentration of premixed air becomes rich can be controlled, and the damage of a container liner 2 can be prevented effectively. Although the air rate of flow in passage 19 was as quick 30 - 40 m/s, even if it brings forward the air rate of flow in passage 19 with 50 m/s, it can slow down the air rate of flow to about 1/10 by existence of the slowdown room 18 with this operation gestalt conventional premixed combustion machine 100x.

[24] Moreover, projection 24 has the effectiveness which disturbs air floating of a high speed called 50 m/s in a path and has the effectiveness which cancels the bias, and also it has the effectiveness which carries out air cooling of the container liner 2 from the outside. Furthermore, since air cooling preheats combustion air, combustion efficiency is improved, it also becomes possible to set a lean combustion limitation to a rarefaction side more, and low [ NOx ] and CO operation are attained by performing lean combustion stabilized in the large operating range.

[25] In this combustor, the combustion air for which the floating direction was reversed by the path section 7, and the air injected from each nozzles 4-6 are led in a container liner 2, and a secondary premixed flame is formed in a core to pilot diffusion flame and its perimeter, and it is formed in that perimeter at a primary premixed flame and a pan. Since combustion is mainly performed even by the body 21, this body 21 is called a combustion Lord room.

[26] Drawing 3 is drawing showing the second operation gestalt of the premixed combustion machine concerning this invention. Premixed combustion machine 100a of a fundamental configuration of this second operation gestalt is the same as that of the premixed combustion machine 100 of the first operation gestalt shown in drawing 1, and the structure of guide section 11' of an outer case 1 is different.

[27] Guide section 11' has the configuration of a cut skirt-board mold where the air inflow side edge section was not cut to the medial axis here. And long side 11' of the extension of a to side with few flow rates' b of extension of guide section 11' is arranged at a side with many flow rates of the combustion air to which this guide section 11' is supplied.

[28] Thus, by enlarging flow resistance of the near passage 19 where the air flow rate is partial, it becomes possible to cancel a bias effectively.

[29] Drawing 4 is the graph which compared the velocity distribution (relative value) of the circumferential direction of these guide sections 11 10, i.e., the body in the passage 19 by the existence of a skirt board. Here, in the case of conventional premixed combustion machine 100x shown to drawing 5 that he has no skirt board, it corresponds, in the case of the combustor 100 of the first operation gestalt indicated to be a full skirt board to drawing 1, corresponds, and, combustor 100a of the second operation gestalt indicated to be a cut skirt board to drawing 3, corresponds.

[30] In conventional combustor 100x, it turns out that about 6 and the bias of those have a large air velocity distribution at max and min so that clearly from drawing. On the other hand, with the first operation gestalt which prepared the guide section 11 of a full skirt board, about 4 and the bias of those become [ the difference the greatest and minimum in an air velocity distribution ] small. Furthermore, with the second operation gestalt which prepared guide section 11' of a cut skirt board, it was checked that the difference the greatest and the minimum in an air velocity distribution is about two, and the bias of a circumferential direction is also controlled for it.

[31] In the above explanation, although the premixed combustion machine has been explained to an example, this

ention is applicable similarly in a diffusive-burning machine.

32]

fect of the Invention] As explained above, according to this invention, in a back run single can type combustor, the  
s which exists in combustion air is cancelable by forming in the configuration to which the combustion air path  
ned in the perimeter of a combustion chamber liner is expanded along with the cutback nozzle section of a liner.

33] Furthermore, if the edge of the guide section which forms the outside of this combustion air path is cut aslant and  
guide section is arranged according to the bias of combustion air, the effectiveness which controls the bias of this air  
l become large.

---

anslation done.]

OTICES \*

an Patent Office is not responsible for any  
ages caused by the use of this translation.

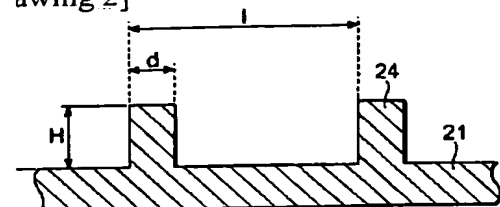
his document has been translated by computer. So the translation may not reflect the original precisely.

\*\*\* shows the word which can not be translated.

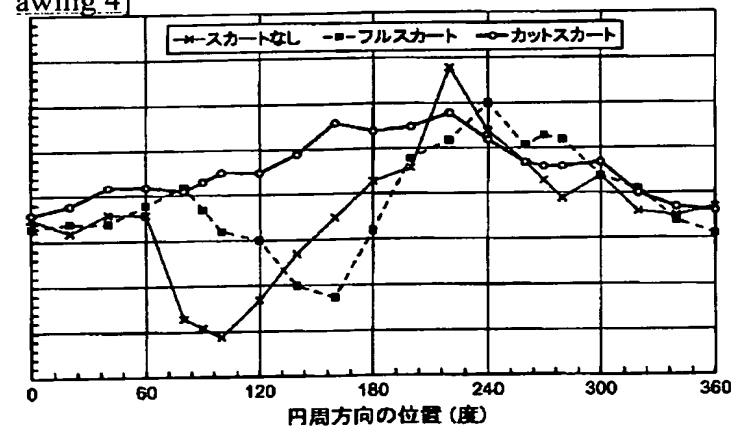
the drawings, any words are not translated.

## AWINGS

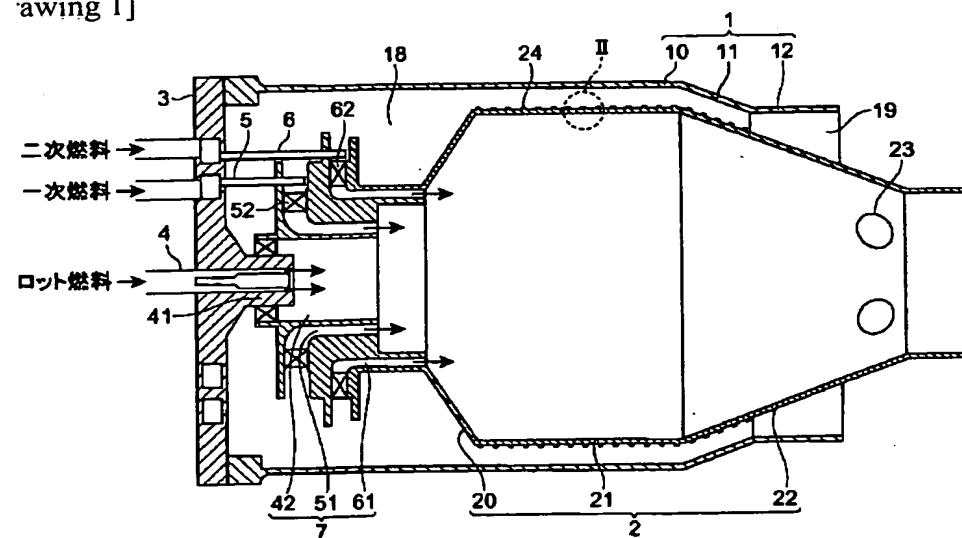
awing 2]



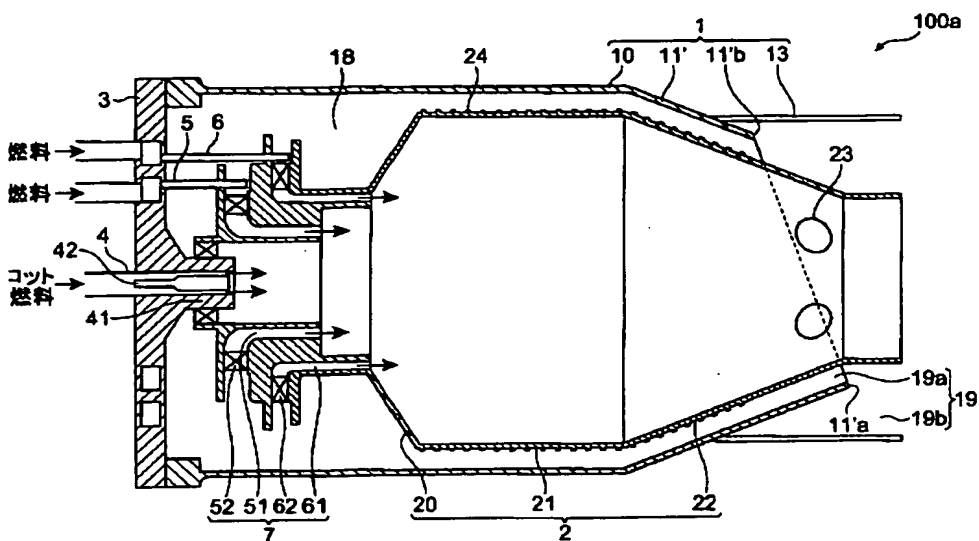
awing 4]



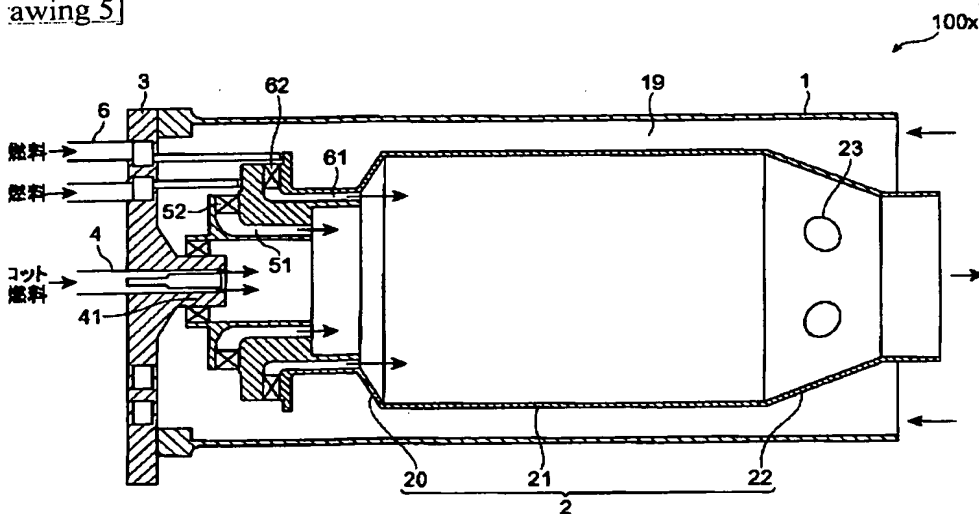
awing 1]



rawing 3]



awing\_5]



translation done.]



(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号  
特開2002-206744  
(P2002-206744A)

(43) 公開日 平成14年7月26日 (2002.7.26)

(51) Int.Cl.<sup>7</sup>

F 2 3 R 3/42  
3/54

識別記号

F I

F 2 3 R 3/42  
3/54

テーマコード(参考)

A

審査請求 有 請求項の数 5 O L (全 6 頁)

(21) 出願番号 特願2000-401789(P2000-401789)

(22) 出願日 平成12年12月28日 (2000. 12. 28)

(71) 出願人 000003609

株式会社豊田中央研究所  
愛知県愛知郡長久手町大字長湫字横道41番  
地の1

(71) 出願人 599019269

株式会社トヨタタービンアンドシステム  
愛知県豊田市元町1番地 トヨタ自動車株  
式会社元町工場内

(72) 発明者 大久保 陽一郎

愛知県愛知郡長久手町大字長湫字横道41番  
地の1 株式会社豊田中央研究所内

(74) 代理人 100088155

弁理士 長谷川 芳樹 (外3名)

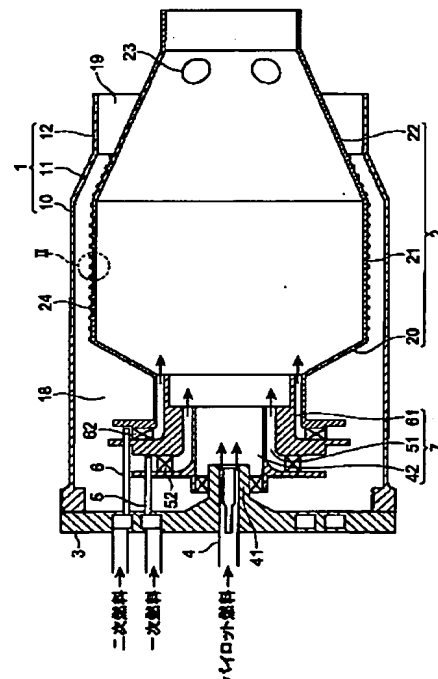
最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービン用燃焼器

(57) 【要約】

【課題】 圧縮機から送られてくる空気流に空間的な偏りがあっても、燃焼室内で偏りのない安定した火炎を形成し、低NO<sub>x</sub>、高燃焼効率での動作が可能なガスタービン用燃焼器を提供する。

【解決手段】 単缶逆流式のガスタービン用燃焼器100の内筒1は、燃焼主室である円筒部21とその下流側に配置されている縮小ダクト部22を備え、外筒1は、この縮小ダクト部22外側を流れる燃焼用空気をこの縮小ダクト部22の外表面に沿って流動させるガイド部11によって区画された空気通路19を備えている。



**【特許請求の範囲】**

【請求項1】 燃焼室内筒と、これを包囲する外筒と、前記外筒を通過した空気流を反転させて前記内筒へと導く通路部とを有する単缶逆流式の高圧タービン用燃焼器であって、前記内筒は、燃焼主室とその下流側に配置されている縮小ダクト部からなり、前記外筒は、前記縮小ダクト部外側を流れる燃焼用空気を前記縮小ダクト部の外表面に沿って流動させる空気通路を備えている高圧タービン用燃焼器。

【請求項2】 前記空気通路の外壁は前記縮小ダクト部の外壁面と略平行に配置され、縮小ダクト部出口側が前記内筒中心軸に対して斜めにカットされている空気通路ガイドによって形成されている請求項1記載の高圧タービン用燃焼器。

【請求項3】 前記内筒は外側表面のみに円周突起が間隔をおいて複数段配置されている請求項1あるいは2に記載の高圧タービン用燃焼器。

【請求項4】 前記空気通路は下流側に向かって流路断面積が拡大している請求項1～3のいずれかに記載の高圧タービン用燃焼器。

【請求項5】 前記外筒と通路部との間に空気流を減速する減速空間をさらに備えている請求項1～4のいずれかに記載の高圧タービン用燃焼器。

**【発明の詳細な説明】****【0001】**

【発明の属する技術分野】本発明は、高圧タービン用燃焼器に関し、特にその空気流路の構造に関する。

**【0002】**

【従来の技術】図5は、従来の高圧タービン予混合燃焼器の構造を示す縦断面図である。図5に示されるようにこの予混合燃焼器100xは、円筒状の外筒1内に略円筒状の内筒2が同軸上に配置されている。

【0003】ここで、内筒2は、上流側から、下流に向けて径が拡大する拡大肩部20、径が略一定の円筒部21、下流に向けて径が縮小する縮小ダクト部22を有し、縮小ダクト部22には内筒2の内部と外部とを繋ぐ希釈用孔23が複数設けられている。

【0004】こうした予混合燃焼器では、図示していない圧縮機によって圧縮された燃焼用空気を図の右側から外筒1と内筒2の隙間19に導入し、図の左側端部で空気流を反転させて内筒2内部へと導く。そして、軸中心に存在するパイロットノズル4からパイロット燃料を噴射することで、軸中心に拡散火炎であるパイロット火炎を形成する。一方、一次燃料ノズル5、二次燃料ノズル6からもそれぞれ燃料を噴射しており、それぞれ旋回器51、52を有する一次予混合通路51、二次予混合通路61でそれぞれ燃料と空気を混合させて内筒2内へと導き、パイロット火炎の外周に同心円状に一次予混合火炎と二次予混合火炎を形成するものである。こうして生

成された高温、高圧の燃焼ガスは希釈用孔23から流入した希釈用空気と混合されて図示していないタービンへと送られる。

【0005】このように燃焼用空気の導入方向と、燃焼ガスの排出方向が逆転している燃焼器を逆流型燃焼器と呼ぶ。そして、燃料を予め空気と混合して予混合火炎を形成することで、希薄燃焼を行うことができ、低NOx化と高燃焼効率化が実現できる。

**【0006】**

【発明が解決しようとする課題】しかしながら、この種の予混合燃焼器では、圧縮機から送られてくる空気流に空間的な偏りがある場合、その偏りが通路19を通過してそのまま燃焼室（内筒2）内へと持ち込まれるため、空間的な当量比分布に偏りが生じ、空気が少なく燃料濃度の高い部分では予混合火炎の火炎温度が上昇してサーマルNOxの発生量が増加してしまう。また、このような火炎温度の上昇した領域が内筒2の壁面近傍である場合には、内筒2自体が溶融破損してしまうおそれもある。これを防ぐために、定格運転時に全体的に希薄燃焼が達成されるよう設計すると、部分負荷運転時には、燃焼効率が著しく悪化するおそれがあるため、広い部分負荷運転範囲が要求される高圧タービン用の予混合燃焼器ではこの対策は採り得ない。

【0007】また、燃焼器に導く通路19内の空気流の流動を旋回羽根等を利用して均一化する手法もあるが、この場合は旋回羽根ガイドを必要とし、これらを空力振動等によって破損しないよう強固に設計する必要があるため、構造が複雑となり、製作コストも上昇するため、マイクロ高圧タービンのように低コストを重視する高圧タービン用の燃焼器には採用し得ない。

【0008】また、拡散燃焼器であっても予混合燃焼器と同様に空気流に偏りがあると、ライナ壁の損傷等の不具合が発生するので、これを防止することが必要になる。

【0009】そこで本発明は、圧縮機から送られてくる空気流に空間的な偏りがあっても、燃焼室内で偏りのない安定した火炎を形成し、低NOx、高燃焼効率での動作が可能な高圧タービン用燃焼器を提供することを課題とする。

**【0010】**

【課題を解決するための手段】上記課題を解決するため、本発明に係る高圧タービン用燃焼器は、燃焼室内筒と、これを包囲する外筒と、外筒を通過した空気流を反転させて内筒へと導く通路部とを有する単缶逆流式の高圧タービン用燃焼器であって、内筒は、燃焼主室とその下流側に配置されている縮小ダクト部からなり、外筒は、この縮小ダクト部外側を流れる燃焼用空気を縮小ダクト部の外表面に沿って流動させる空気通路を備えていることを特徴とする。

【0011】このように燃焼室内に導入する空気流を縮

小ダクト部の外表面に沿って流動させるという簡単な構成で、空気が規制されるので、その偏りが改善される。したがって、安定した火炎が形成され、常に全体として希薄燃焼が可能となるので、低 $\text{NO}_x$ 、高燃焼効率が達成される。

【0012】この空気通路の外壁は縮小ダクト部の外壁面と略平行に配置され、縮小ダクト部出口側が前記内筒中心軸に対して斜めにカットされている空気通路ガイドによって形成されていることが好ましい。

【0013】空気通路ガイドをこのようにカットスカート形状とし、これを燃焼器に導かれる空気がもともと持っている偏りに応じて配置することにより、空気流の偏りをさらに改善することが可能となる。

【0014】また、内筒は外側表面のみに円周突起が間隔をおいて複数段配置されていることが好ましい。この円周突起は、内筒の壁厚 $t$ に対して、突起の高さ $H$ が $t \sim 2t$ 程度が良く、突起の幅 $d$ に対して、突起の間隔 $l$ は $3d \sim 5d$ 程度とすることが好ましい。このようにすると、内筒外側を流れる空気流によって内筒壁面を冷却することができるとともに、空気流の予熱を行うことができる。したがって、さらに希薄燃焼が可能となり、また、内筒の熱損傷を防止する効果がある。

【0015】この空気通路は下流側に向かって流路断面面積が拡大していることが好ましい。また、外筒と通路部との間に空気流を減速する減速空間をさらに備えていてもよい。このようにすると、燃焼室内に流入する前に空気が減速されるため、その偏りを是正する効果が得られる。

【0016】

【発明の実施の形態】以下、添付図面を参照して本発明の好適な実施の形態について詳細に説明する。説明の理解を容易にするため、各図面において同一の構成要素に対しては可能な限り同一の参照番号を附し、重複する説明は省略する。

【0017】図1は、本発明に係るガスタービン用予混合燃焼器の第一の実施形態を示す縦断面図であり、図2はそのII部分の拡大図である。この予混合燃焼器100は、図5に示される従来の予混合燃焼器100xと同様に、外筒1内に燃焼室ライナである内筒2が同軸上に配置されたいわゆる逆流単缶式の予混合燃焼器である。

【0018】燃焼室ライナである内筒2は、上流側（図左側）から拡大肩部20、円筒部21、縮小ダクト部22が連結されて構成される。図5の従来の予混合燃焼器の内筒と比較して、円筒部21の内径が大きく、その軸方向長さが短い。円筒部21から縮小ダクト部22の上流部の外側表面には、複数の円周突起24がほぼ等間隔で形成され、縮小ダクト部22の下流側には、希釈用孔23が設けられている。この円周突起24の形状は、図2に示されるとおりであり、その突起高さ $H$ は、円筒部21の壁厚を $t$ とすると、 $t \sim 2t$ 程度とすることが好

ましく、その突起間隔 $l$ は、突起の幅を $d$ とすると、 $3d \sim 5d$ 程度とすることが好ましい。

【0019】外筒1は、下流側（図左側）から略円筒形の円筒部10と円錐台形のガイド部11、円筒形の導入部12が連結されて構成されており、ガイド部11は、縮小ダクト部22の外壁面と略平行な内壁面を有する。

【0020】外筒1内の図中左端には、燃焼器内の外筒1と内筒2の間に導入された空気流を反転させて内筒2内へと導入するための通路部7が配置される。この通路部には、パイロット部へ空気を導入する空気通路42、一次予混合気を生成する一次予混合通路51、二次予混合気を生成する二次予混合通路61が設けられている。そして、空気通路42内にパイロットノズル4に連なるパイロットバーナ41が、一次予混合通路51の入口に一次燃料ノズル5が、二次予混合通路61の入口に二次燃料ノズル6がそれぞれ配置されている。各予混合通路51、61の燃料ノズル5、6の下流には、空気流を旋回させる旋回器52、62が配置されている。

【0021】また、外筒1内の拡大肩部20の下流側の通路部7の上流側には、流路断面面積が大きく拡大する環状の減速室18が設けられている。

【0022】この実施形態の燃焼器100においては、流路19が従来の燃焼器100xのように流動方向にまっすぐに形成されているのではなく、ガイド部11と円筒部10で屈曲し、ガイド部11ではその流路断面面積が拡大しているために、図示していないガスタービンの圧縮機から供給される燃焼用の高圧の圧縮空気自体の空間的な速度、圧力分布に偏りがあった場合でも、その偏りを解消する効果がある。

【0023】さらに、この流路19と通路部7との間の空間を大きく採ることで、この部分で空気流速を十分に減速させ、なおかつ、その空間的な流速、圧力分布の偏りを解消する減速室18を設けているので、内筒2内にこうした空間的な流速、圧力分布の偏りが持ち込まれることがなく、安定した燃焼火炎の形成が可能となる。したがって、予混合気の燃料濃度が過濃となる領域の発生を抑制することができ、内筒2の熱損傷を効果的に防止することができる。従来の予混合燃焼器100xでは、流路19における空気流速は $30 \sim 40 \text{ m/s}$ と速かったが、本実施形態では、流路19における空気流速を $50 \text{ m/s}$ と早めても、減速室18の存在により、その空気流速を $1/10$ 程度まで減速することができる。

【0024】また、突起24は、通路19内の $50 \text{ m/s}$ という高速の空気流動をかき乱す効果があり、その偏りを解消する効果があるほか、内筒2を外側から空冷する効果もある。さらに、空冷によって燃焼用空気が予熱されるため、燃焼効率が改善され、希薄燃焼限界をより希薄側に設定することも可能となり、広い運転範囲で安定した希薄燃焼を行うことで低 $\text{NO}_x$ 、低 $\text{CO}$ 運転が可能となる。

【0025】この燃焼器では、通路部7によって流動方向を反転させられた燃焼用空気と各ノズル4～6から噴射された燃料とが内筒2内に導かれ、中心にパイロット拡散火炎、その周囲に一次予混合火炎、さらにその周囲に二次予混合火炎が形成される。この燃焼は主に円筒部21までで行われるので、この円筒部21を燃焼主室と呼ぶ。

【0026】図3は、本発明に係る予混合燃焼器の第二の実施形態を示す図である。この第二の実施形態の予混合燃焼器100aは、基本的な構成は図1に示される第一の実施形態の予混合燃焼器100と同様であり、外筒1のガイド部11'の構造が相違している。

【0027】ここでガイド部11'はその空気流入側端部がその中心軸に対して斜めにカットされたカッタート型の形状を有している。そして、このガイド部11'は、供給される燃焼用空気の流量が多い側にガイド部11'の延長の長い側11'aが、流量の少ない側に延長の短い側11'bが配置される。

【0028】このようにして空気流量が偏っている側の流路19の流動抵抗を大きくすることで、偏りを効果的に解消することが可能となる。

【0029】図4は、これらのガイド部11、つまりスカートの有無による流路19内の円筒部10における円周方向の速度分布（相対値）を比較したグラフである。ここで、スカートなしとは、図5に示される従来の予混合燃焼器100xの場合に相当し、フルスカートとは図1に示される第一の実施形態の燃焼器100の場合に相当し、カッタートとは図3に示される第二の実施形態の燃焼器100aの場合に相当する。

【0030】図から明らかなように、従来の燃焼器100xでは、空気流速分布が最大と最小で6程度とその偏りが大きいことがわかる。これに対して、フルスカートのガイド部11を設けた第一の実施形態では、空気流速

分布は最大と最小の差が4程度とその偏りが小さくなる。さらに、カッタートのガイド部11'を設けた第二の実施形態では、空気流速分布は最大と最小の差が2程度であり、円周方向の偏りも抑制されることが確認された。

【0031】以上の説明では、予混合燃焼器を例に説明してきたが、本発明は拡散燃焼器においても同様に適用可能である。

【0032】

10 【発明の効果】以上説明したように本発明によれば、逆流単缶型燃焼器において、燃焼室ライナの周囲に形成される燃焼用空気通路をライナの縮小ノズル部に沿って拡大する形状に形成することで、燃焼用空気に存在する偏りを解消することができる。

【0033】さらに、この燃焼用空気通路の外側を形成するガイド部の端部を斜めにカットして、燃焼用空気の偏りに応じてガイド部を配置すれば、この空気の偏りを抑制する効果が大きくなる。

【図面の簡単な説明】

20 【図1】本発明に係る予混合燃焼器の第一の実施形態を示す縦断面図である。

【図2】図1のII部分の拡大図である。

【図3】本発明に係る予混合燃焼器の第二の実施形態を示す縦断面図である。

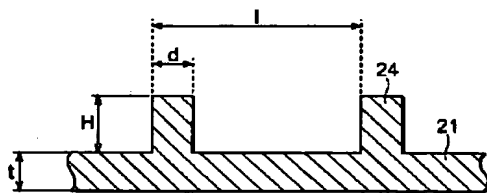
【図4】ガイド部のスカートの有無による流路内の円周方向の速度分布（相対値）を比較したグラフである。

【図5】従来の予混合燃焼器を示す縦断面図である。

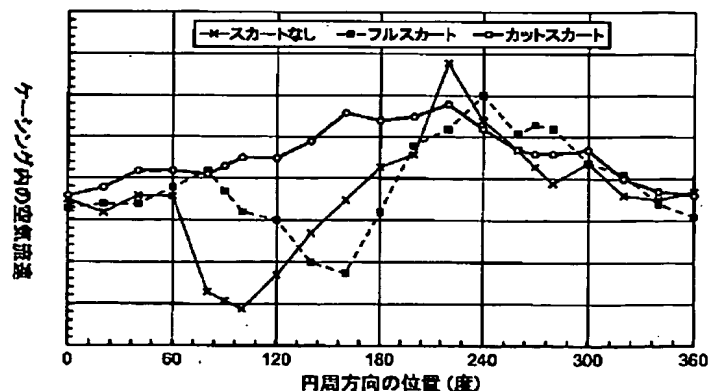
【符号の説明】

30 1…外筒、2…内筒（燃焼室ライナ）、4～6…燃料ノズル、7…通路部、10…円筒部、11…ガイド部、20…拡大肩部、21…円筒部、22…縮小ダクト部、23…希釈用孔、24…リング状突起。

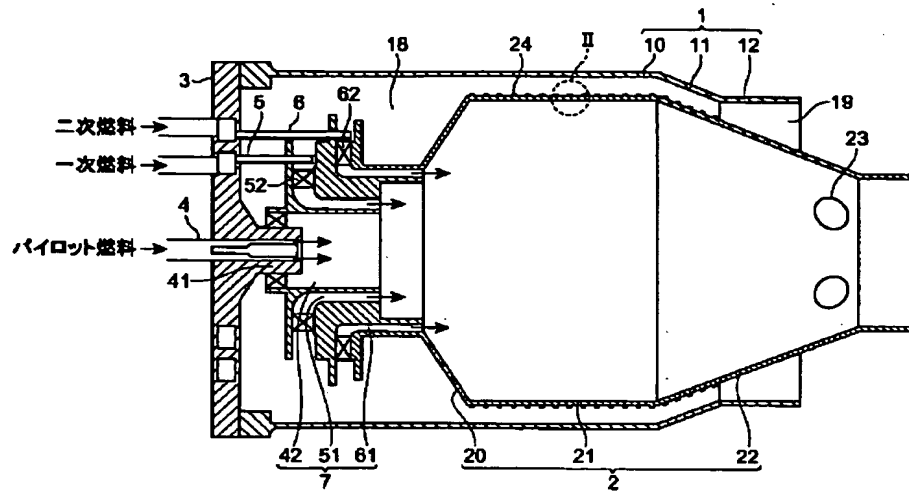
【図2】



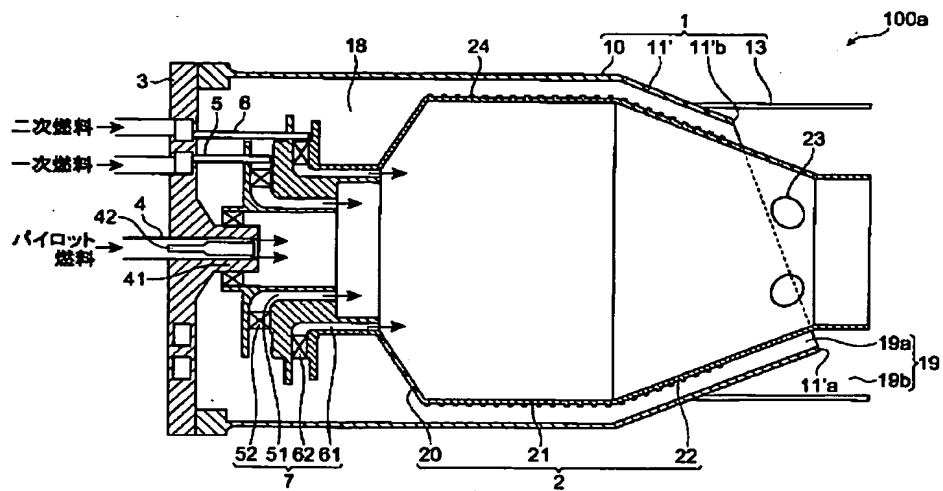
【図4】



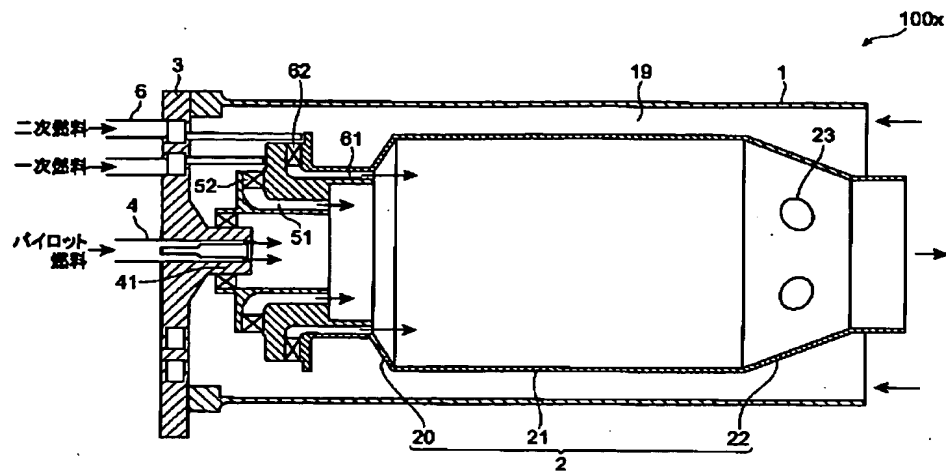
【図1】



【図3】



【図5】



フロントページの続き

(72)発明者 畦上 修  
愛知県愛知郡長久手町大字長湫字横道41番  
地の1 株式会社豊田中央研究所内

(72)発明者 井戸田 芳典  
愛知県愛知郡長久手町大字長湫字横道41番  
地の1 株式会社豊田中央研究所内

(72)発明者 長谷川 雅一  
愛知県豊田市元町1番地 トヨタ自動車株  
式会社元町工場内